Ferdowsi University of Mashhad

Journal of Applied and Computational Sciences in Mechanics

Page Journal: mechanic-ferdowsi.um.ac.ir

Society of Manufacturing Engineering of Iran

Numerical Study of Improving the Aerodynamic Performance of the High Lift Devices in the Two-Element Airfoil

Research Article

Meysam Izadi[1], Arash Shams Taleghani[2], Reza khaki[3]

DOI: 10.22067/jacsm.2022.79293.1142

1. Introduction

Today, improving the aerodynamic performance of airplanes, which leads to the optimization of fuel consumption and reduction of greenhouse gases, as well as the shrinking of engines, is one of the biggest concerns of experts in this field. Various techniques have been presented to control and improve the flow in the aerodynamic surfaces of the aircraft, but the most important of them is the use of leading and trailing edge high lift devices on the wings. The main task of these high lift devices is to provide higher lift coefficients in take-off and landing conditions, so that this issue does not disturb the performance of the aircraft in cruise mode. In light aircraft, trailing edge high lift devices are often used, in particular, simple flaps, single flaps, and fowler flaps.

Flaps and other high lift devices were originally used to land airplanes in small areas. Nowadays, according to the topic of high loading, the need for this equipment is felt in the take-off phase as much as in the landing phase. During takeoff, a high maximum lift coefficient is required along with a low drag coefficient. While landing, a high maximum lift coefficient is required like takeoff phase, with the difference that the presence of some more drag can be useful.

After validating the data with experimental research and aerodynamic analysis of an airfoil equipped with a single slotted flap, this research seeks to find the appropriate geometric parameters for the deployment of the flap.

2. Method

Slotted flaps are generally similar to simple and fowler flaps in terms of increased curvature and in some cases, increased chord. With the difference that there is a gap in between that can delay the flow separation by sucking high-energy air from the lower surface and using it to control the boundary layer on the upper surface of the flap. The airfoil equipped with a single slotted flap mechanism has its own geometric parameters, the most important of which are the gap distance, overlap, slot lip, and slot entry, which are analyzed along with parameters such as flap type, flap size, and its rotation rate. Figure 1 shows the main geometric parameters of a single slotted flap.

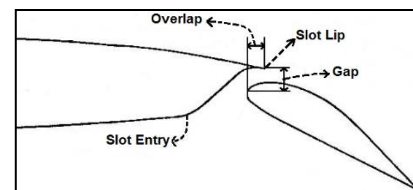


Figure 1. The parameters of airfoil equipped with single slotted flap

In this research, first, according to the experimental results of the wind tunnel on the Naca-23012 airfoil equipped with a Clarck-Y type single slotted flap, the validation of the data was done and a database was created based on the experimental research. Then, by making changes in the geometrical parameters of the gap and overlap, the problem of improving the aerodynamic performance of the airfoil was evaluated. First, the required geometries in different angles of attack and flap were created in the Gambit software and the scope of the flow solution was defined. By using different tools of Gambit software, meshing was created successfully and boundary conditions were defined. Then, the final model was analyzed in Fluent to do a mesh independence study and verify it.

3. Governing equations

Fluent is used for numerical solutions and discretization of equations. The basic principle that is used in fluid mechanics is the principle of conservation of mass, which is expressed by Equation 1, which is called the equation of continuity:

$$\left(\vec{\nabla}.\vec{V}\right)=0 \qquad (1)$$

According to Newton's second law, the result of forces acting on an object equals the changes in momentum. Assuming an incompressible flow and a constant viscosity coefficient, the form of the Navier-Stokes equation is as follows:

*Manuscript received, October 21, 2022. Revised, April 4, 2022, Accepted, December 13, 2022.

1. PhD Candidate, Aerospace Engineering, Aerospace Research Institute, Tehran, Iran
2. Corresponding author. Assistant Professor, Aerospace Research Institute, Tehran, Iran. **Email**: Arash.taleghani@gmail.com
3. Associate Professor, Shahid Sattari Aeronautical University, Tehran, Iran

$$\rho\frac{DV}{Dt}=\rho f\text{-}\nabla P+\mu\nabla^2 V \quad (2)$$

where V is the velocity vector, P is the pressure, f is the volumetric force and μ is the viscosity.

4. Results

In order to validate the results of present study, an experimental research was done that experimentally studied the NAKA-23012 airfoil equipped with a single slotted flap and its aerodynamic performance at the angles of attack as well as different flap angles. The comparison of the results shows that the coefficients obtained in different conditions are in acceptable agreement with the data in the reference article and the verification has been done correctly. The grid independency was checked and the grid with 350,000 elements was determined suitable. Due to the impossibility of using a structured mesh for this geometry, an unstructured mesh was used. Table 1 shows the general simulation conditions.

Table 1. The simulation condition

Flow dimention	2-D
Flow	turbulent
Turbulence Intensity	%1.6
Operating pressure	1 atm
Velocity	35.8 m/s
Precision	double precision
Solver	coupled
Turbulence model	k-ε realizable

First, the gap parameter was evaluated with different values (0.01c to 0.03c) to investigate its impact on the aerodynamic coefficients. The results show that any change in the gap distance leads to a decrease in the lift to drag ratio, and in general, the gap distance of the reference research (0.02c) is optimal. Then the overlap parameter with the range of 0.0005c to 0.003c was examined. With the amount of changes in the overlap distance less than the value of the reference research (0.0025c), not only a positive change in aerodynamic parameters is not observed, but the aerodynamic outputs of the reference paper are better. As a result, it can be said that reducing the amount of overlap do not improve the aerodynamic coefficients, but by increasing it to 0.003c, aerodynamic coefficients improve significantly. In this way, at the attack angle of 0 and the flap angle of 10 degrees, the drag coefficient was improved by about 15%, which is shown in Figure 2. In other angles of attack and flap, the result is like this.

The reason for the improvement of aerodynamic parameters in the overlap of 0.003c is the flow behavior and pressure distribution in the new geometry.

Another point in the speed contours (Figures 3 and 4) is the flow separation, which, for example, at the flap and attack angle of 10 degrees, by changing the overlap value to 0.003c, the speed on the upper surface of the flap increased, and this caused delay in separation. The same result was observed in other angles, and we can reach the general conclusion that by changing the amount of overlap, the flow separation is significantly delayed.

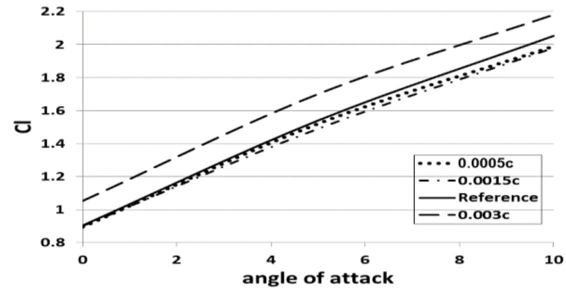


Figure 2. The values of the coefficient for a flap angle of 10 degrees

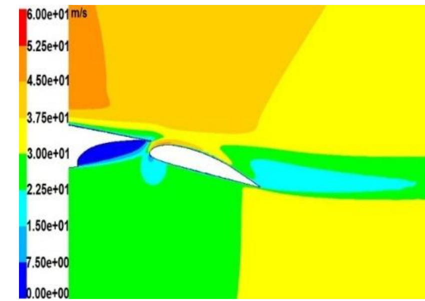


Figure3. Speed contour with 0.003c overlap at flap angle and angle of attack of 10°

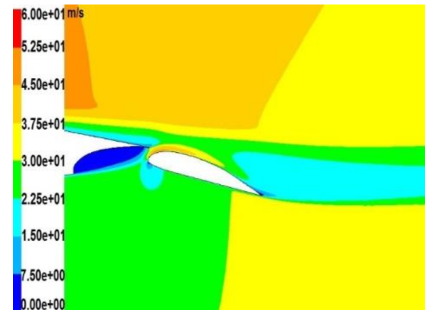


Figure 4. Speed contour with 0.0025c overlap at flap angle and angle of attack of 10°

5. Conclusion

In this research, the effect of the geometrical variables of the airfoil equipped with a single slotted flap on the aerodynamic coefficients and delaying the flow separation was simulated and investigated. Among the factors affecting the performance of the airfoil, the most important ones, i.e. gap and overlap parameters, were discussed. The results for different geometric modes showed that changing the gap parameter has no impact on the aerodynamic performance; but with the change in the overlap parameter, the aerodynamic coefficients were improved and the displacement at the flow separation location is observed. In this way, the drag coefficient at the flap angle of 10 degrees improved up to 15% and the lift to drag ratios increased in all flap angles and angles of attack. By placing the flap in the optimal position and increasing the overlap value up to 0.003c, this research showed that with the new configuration, the path of the air flow exiting from the edge of the gap becomes narrower and the air is directed to the upper surface of the flap at a faster speed. This improves the aerodynamic efficiency of the airfoil equipped with a flap as well as the delay in flow separation.



علوم کاربردی و محاسباتی در مکانیک

http://mechanic-ferdowsi.um.ac.ir



مطالعه عددی بهبود عملکرد آیرودینامیکی ابزار برآافزا در ایرفویل دو المانی*

مقاله پژوهشی

میثم ایزدی(۱)   سیدآرش سیدشمس طالقانی(۲)   رضا خاکی(۳)

DOI: 10.22067/jacsm.2022.79293.1142

چکیده هدف از این تحقیق بهبود عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل ناکا-۲۳۰۱۲ مجهز به ابزار برآافزای لبه فرار با تغییر در پارامترهای هندسی آن است. در این تحقیق حل معادلات ناویر-استوکس در شرایط جریان آشفته و تراکم‌ناپذیر با بهره‌گیری از نرم‌افزار فلوئنت صورت پذیرفته است. بعد از فرایند مدلسازی ایرفویل و فلپ در زوایای فلپ متفاوت (۵ الی ۳۰ درجه)، شبکه‌بندی بی سازمان در نرم‌افزار گمبیت تولید شد و بهبود عملکرد آیرودینامیکی ناشی از تغییرات ایجاد شده در پارامترهای هندسی مورد بررسی قرار گرفت. جریان از نوع دائم، متلاطم و تراکم‌ناپذیر فرض شده و الگوریتم حل معادلات نیز فشار مبنا انتخاب شده است. محدوده عدد رینولدز جریان ۳/۶×۱۰^۶ بوده و مدل آشفتگی مورد استفاده کا-اپسیلون در نظر گرفته شده است. مقایسه نتایج و مشخصه‌های آیرودینامیکی ایرفویل مجهز به فلپ پس از ایجاد تغییرات در پارامترهای هندسی در نرم‌افزار فلوئنت، نشان می‌دهد که ضرایب آیرودینامیکی به صورت قابل ملاحظه‌ای (حدود ۱۵٪) بهبود یافته و همچنین جدایش جریان، به سمت انتهای فلپ جابه‌جا شده است. همچنین بررسی گرادیانهای فشار و سرعت در مقاطع مختلف، نشان می‌دهند که تغییرات بسیار مؤثر بوده و در مقایسه با مقاله مرجع توزیع بهتری صورت پذیرفته است.

واژه‌های کلیدی ابزار برآافزا، فلپهای تک‌شکافه، پارامترهای هندسی فلپ، عملکرد آیرودینامیکی.

Numerical Study of Improving the Aerodynamic Performance of the High Lift Devices in the Two-Element Airfoil

Meysam Izadi   Arash Shams Taleghani,   Reza Khaki

Abstract The aim of this research is to improve the aerodynamic performance of a NACA-23012 airfoil equipped with a High lift device by changing its geometric parameters. In this research, Navier-Stokes equations are solved in turbulent and incompressible flow conditions using Fluent software. After the airfoil and flap modeling process, at different flap angles (5 to 30 degrees), unstructured meshing was produced in Gambit software and the improvement of aerodynamic performance due to changes in geometric parameters was investigated. The flow is assumed to be steady, turbulent and incompressible, and the algorithm for solving the equations is also selected as pressure-based. The flow Reynolds range is $3.6*10^6$ and the turbulence model used is realizable k-epsilon. Comparison of the results and aerodynamic characteristics of the airfoil equipped with a flap after making changes in the geometric parameters in the Fluent software, shows that the aerodynamic coefficients are improved significantly (about 15%) and also the flow separation is shifted towards the end of the flap. Also, the investigation of the pressure and velocity gradients at different stages show that the changes are very effective and better distributed compared to the reference article.

Key words High Lift Devices, Single Slotted Flaps, Aerodynamic Optimization, Unstructured Grid.

تاریخ دریافت مقاله ۱۴۰۲/۷/۲۹ و تاریخ پذیرش آن۱۴۰۲/۹/۲۲ می‌باشد.

(۱) دانشجوی دکتری، پژوهشکده هوایی، پژوهشگاه هوافضا، تهران، ایران

(۲) نویسنده مسئول،استادیار، پژوهشکده هوایی، پژوهشگاه هوافضا، تهران، ایران

(۳) دانشیار، گروه هوافضا، دانشگاه علوم و فنون هوایی شهید ستاری، تهران، ایران

Email: arash.taleghani@gmail.com

مقدمه

امروزه بهبود عملکرد آیرودینامیکی هواپیماها که موجب بهینه‌سازی مصرف سوخت و کاهش گازهای گلخانه‌ای و نیز کوچکتر شدن موتورها می‌شود، یکی از بزرگترین دغدغه‌های متخصصان این حوزه است [1]. استفاده از تکنیکهای کنترل جریان در سطوح آیرودینامیکی هواپیما، تأثیرات مثبتی بر ضرایب آیرودینامیکی دارد که معمولاً با کنترل جریان لایه مرزی و تأخیر در جدایش جریان همراه است [2]. از مهمترین روشهای کنترل جریان می‌توان به روشهای کنترل فعال مانند عملگرهای پلاسمایی [3-11]، مکش [12]، دمش پالسی [13-17]، امواج آکوستیک سطحی [18-22]، روشهای مغناطیسی هیدرودینامیکی [23-24]، عملگر جت سینتتیک [2] و روشهای کنترل غیر فعال سطوح متخلخل [25-27] اشاره نمود. با این حال هیچ کدام از روشهای مذکور نتوانستند جایگزین صنعتی مناسبی برای سیستم‌های برآافزای لبه حمله و فرار در هواپیماها باشند و عموماً تمرکز فعالان صنعت هوانوردی جهت بهبود پارامترهای آیرودینامیکی هواپیماها، بر روی سیستم‌های برآافزای مستقر روی بالها معطوف بوده است. همچنین طراحی یک سیستم برآافزای مناسب، نیازمند دقت بسیار بالایی است. این سیستمها با وجود اینکه موجب جهت‌دهی مناسب نیروها در رژیمهای مختلف پروازی می‌شوند، در صورتی که در مراحل طراحی، تجزیه و تحلیل همه‌جانبه‌ای صورت نپذیرد، موجب افت کارایی در حالت کروز و نیز توزیع نامناسب نیروها در حالتهای نشستن و برخاستن می‌شوند [28]. وزن و پیچیدگی سیستمهای برآافزا با توجه به عملکرد آنها افزایش می‌یابد که خود می‌تواند بر این اثر مخرب بیافزاید [29].

وظیفه اصلی سیستمهای برآافزا، فراهم کردن ضرایب برآی بیشتر در شرایط برخاستن و نشستن است، به‌گونه‌ای که این موضوع، عملکرد هواپیما در حالت کروز را مختل نکند [30-31]. در هواپیماهای مسافربری، استفاده از انواع وسایل برآافزای لبه حمله و لبه فرار به صورت همزمان رایج است، اما در هواپیماهای سبک محدودیتهای بیشتری در این زمینه وجود دارد [32]. همچنین در هواپیماهای سبک، در بخش وسایل برآافزای لبه فرار نیز اغلب از فلپ‌های ساده، تک‌شکافه و فولر استفاده می‌شود [33]. در مجموع می‌توان گفت استفاده از وسایل برآافزا می‌تواند موجب افزایش ضریب برآ و ضریب برآی بیشینه، تغییر زاویه حمله برآصفر، تغییر زاویه واماندگی، افزایش ضریب پسا و افزایش شیب منحنی برآ شود [34].

اثر افزودن فلپ به لبه فرار بال معادل افزایش انحنای بال است [35]. بعضی از فلپها نیز طول وتر بال را افزایش می‌دهند که این امر باعث افزایش مساحت بال و در نتیجه باعث کاهش زاویه حمله مورد نیاز برای تولید نیروی برآ می‌شود. باز نمودن فلپها تا حدود ۲۰ درجه، در سرعتهای پایین باعث افزایش نیروی برآ، بدون افزایش زیاد نیروی پسا می‌شود [36]. بسیاری از هواپیماها فلپهایشان را حدود ۱۰ تا ۲۰ درجه به منظور کاهش طول باند خزش، پایین می‌آورند. وقتی فلپها بیش از ۲۰ درجه پایین می‌آیند، پسا به سرعت افزایش می‌یابد. افزایش نیروی پسا باعث افزایش نرخ کاهش ارتفاع می‌شود که در حین تقرب برای فرود مناسب است [37]. جدول (۱) تاثیر فلپهای رایج بر روی ضریب برآ را نشان می‌دهد.

جدول ۱ تغییر ضریب برآی بیشینه به ازای انواع مختلف وسایل برآافزای لبه فرار [38]

نوع وسیله برآافزا	میزان تغییر ضریب برآ
ایرفویل تنها	۱/۴–۱/۵
فلپ ساده	+۰/۹
فلپ شکسته	+۱
فلپ شکاف‌دار	+۱/۳
فلپ فولر	۱/۳c′/c

فلپها و دیگر وسایل برآافزا در ابتدا جهت نشستن هواپیماها در یک مساحت کم مورد استفاده قرار گرفتند، به گونه‌ای که به الزامات کارکرد در بیشینه سرعت، کمترین آسیب را وارد کنند. امروزه با توجه به مبحث بارگذاری بالا، نیاز به این تجهیزات در فاز برخاستن به همان اندازه نشستن احساس می‌شود [39]. در هنگام برخاستن، ضریب برآی بیشینه بالا به همراه ضریب پسای کم مورد نیاز است. در هنگام نشستن نیز ضریب برآی بیشینه بالا مانند فاز برخاستن مورد نیاز است، با این تفاوت که در این فاز وجود مقداری پسای بیشتر، می‌تواند مفید باشد. همچنین تحقیقات اخیر نشان می‌دهد در فاز نشستن، مهارت خلبان در حالتی که نرخ فرود بالاتر از ۲۵ فوت بر ثانیه باشد، بسیار حائز اهمیت می‌باشد و وجود پسای بالا موجب ناپایداری شده و

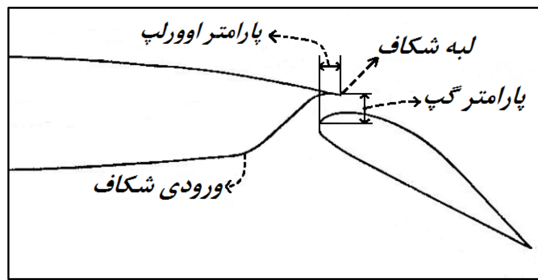
خطرآفرین است [40]. علاوه بر این موارد، فلپ باید طوری طراحی شود که در حالت جمع‌شده، کمترین تأثیر ممکن را بر روی پسای بال داشته باشد. تولید ضریب گشتاور بالا نیز، با توجه به ملزومات سازه‌ای بال و همچنین بارگذاری روی قسمت دم که متناسب با مقدار برآی بال می‌باشد، نامطلوب است(جهت جبران گشتاور تولید شده توسط فلپ، فشار زیادی به قسمت دم وارد می‌شود).

به طور کلی با توجه به مطالبی که بیان شد و با وجود اهمیت حوزه بهینه‌سازی سیستم‌های برآافزا، تحقیقات انتشاریافته معتبر(تجربی و عددی) حول ایرفویل‌های مجهز به فلپ بسیار کم بوده و داده‌های اندکی از آزمایش‌های تجربی در دسترس قرار دارد. این تحقیق پس از اعتبارسنجی داده‌ها با یک مرجع تحقیقاتی تجربی و تجزیه و تحلیل آیرودینامیک یک ایرفویل مجهز به فلپ تک‌شکافه، به دنبال یافتن مکان هندسی مناسب جهت استقرار فلپ می‌باشد.

بیان مسئله

فلپهای شکاف‌دار در مجموع مانند فلپ‌های ساده و شکسته از نظر افزایش انحنا و در برخی موارد افزایش وتر مشابه می‌باشند. با این تفاوت که یک شکاف نیز در این میان وجود دارد که می‌تواند با مکش هوای با انرژی بالا از سطح پایینی، جدایش جریان از روی فلپ را به تأخیر بیاندازد و از آن برای کنترل لایه مرزی در سطح بالایی فلپ استفاده کند. حرکت فلپ تک‌شکافه هم می‌تواند با استفاده از چرخش خالص حول یک محور خاص و هم ترکیبی از چرخش و جابه‌جایی باشد.

تنوع این فلپ‌ها نیز با توجه به تعداد شکاف‌های موجود طبقه‌بندی می‌شود که در این تحقیق فلپ تک‌شکافه مورد بررسی قرار گرفته است. مکانیزم ایرفویل مجهز به فلپ تک‌شکافه، پارامترهای هندسی مخصوص به خود را دارد که مهمترین آنها فاصله گپ، اوورلپ، لبه شکاف و ورودی شکاف بوده که در کنار پارامترهایی همچون نوع فلپ، اندازه فلپ و همچنین میزان چرخش آن مورد تجزیه و تحلیل قرار می‌گیرد [41]. شکل (۱) پارامترهای اصلی هندسی یک فلپ تک‌شکافه را نشان می‌دهد.



شکل ۱ پارامترهای اصلی ایرفویل مجهز به فلپ تک‌شکافه

در این مقاله، ابتدا با توجه به نتایج تجربی تونل باد که بر روی ایرفویل ناکا-۲۳۰۱۲ مجهز به فلپ تک‌شکافه نوع Y-Clarck در حالت دوبعدی صورت پذیرفته است (با توجه به اینکه مقدار دهانه بال و عرض تونل باد با در نظر گرفتن یک تولرانس ناچیز، برابر می‌باشد)، صحت‌سنجی داده‌ها، مورد بررسی قرار گرفته است و یک پایگاه اطلاعات بر مبنای تحقیق مورد نظر ایجاد شده است. سپس با ایجاد تغییراتی در پارامترهای هندسی، مسئله بهبود عملکرد آیرودینامیکی ایرفویل موردنظر ارزیابی شده است.

آزمایش‌های تجربی در یک تونل باد ۲ در ۳ متر با حفظ فشار دینامیکی ۱۶/۳۷ پوند بر فوت مربع و سرعت ۳۵/۸ متر بر ثانیه پذیرفته است.

ابتدا هندسه‌های مورد نیاز در زوایای حمله و فلپ مختلف در محیط نرم‌افزارگمبیت ایجاد شده و دامنه حل جریان تعریف شده است. با استفاده از ابزارهای مختلف نرم‌افزار گمبیت، شبکه‌بندی با موفقیت انجام شده و شرایط مرزی نیز تعریف شده است. سپس مدل نهایی، جهت مطالعه استقلال از شبکه و صحت‌سنجی در نرم‌افزار فلوئنت مورد تجزیه و تحلیل قرار گرفته است.

معادلات حاکم

در مسئله پیش رو از نرم‌افزار فلوئنت برای حل عددی و گسسته‌سازی معادلات استفاده شده است. نرم‌افزار فلوئنت از روش حجم محدود برای حل معادلات ناویر-استوکس حاکم بر جریان استفاده می‌کند. معادله جریان بعد از گسسته‌سازی به روش حجم محدود، کلیه ویژگی‌های فیزیکی و خواص جریان را دارا می‌باشد. با توجه به اینکه خصوصیات جریان در مسئله حاضر با زمان تغییر می‌کند، معادلات جریان ناپایا و تراکم‌ناپذیر

است. شبیه‌سازی‌ها در سرعت ۳۵/۸ متر بر ثانیه و رینولدز ۳/۶×۱۰^۶ انجام می‌شود. در کلیه شبیه‌سازی‌ها گسسته‌سازی معادلات از مرتبه دو لحاظ شده است و برای حل دقیق‌تر در نرم‌افزار فلوئنت از حل‌کننده با دقت مضاعف بهره گرفته شده است.

اصل اساسی که از آن در مکانیک سیالات استفاده می‌شود اصل بقای جرم است. این اصل بیان می‌دارد که جرم نه تولید می‌شود و نه از بین می‌رود و توسط رابطه (۱) که معادله پیوستگی نام دارد، بیان می‌شود:

$$(\vec{\nabla}.\vec{V})=0 \tag{۱}$$

قانون دوم نیوتون بیان می‌کند، برایند نیروهایی که بر یک جسم اثر می‌کند برابر تغییرات خالص مومنتوم است. با در نظر گرفتن جریان غیرقابل تراکم و ثابت فرض کردن ضریب ویسکوزیته، شکل معادله ناویر–استوکس به صورت زیر است:

$$\rho\frac{DV}{Dt}=\rho f-\nabla P+\mu\nabla^2 V \tag{۲}$$

که در آن V بردار سرعت، P فشار، f نیروهای حجمی و μ ویسکوزیته می‌باشد.

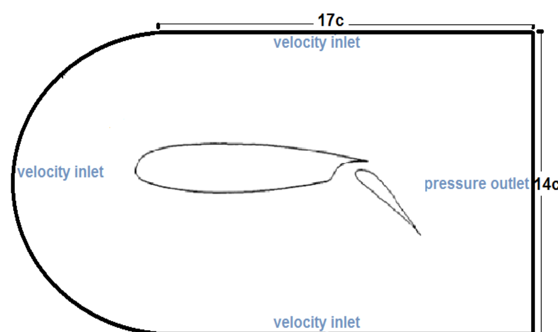
به منظور مدل‌سازی جریان آشفته از مدل کا–اپسیلون ریلایزبل استفاده شده است. مزیت این مدل این است که در مواردی که جریان تحت چرخش، ورتیسیته و انحنای شدید است، نتایج مطلوبی را ارائه می‌دهد [42]. این مدل نسبت به مدل‌های دیگر خانواده کا–اپسیلون، در زمانی که جریان دارای گرادیان معکوس یا جدایش است، خوب کار می‌کند و می‌تواند پایداری بهتری را به همراه داشته باشد [43].

نتایج

همان طور که در ابتدای این مقاله بیان شد، پارامترهای هندسی گپ و اوورلپ، تأثیر زیادی بر روی ضرایب آیرودینامیکی دارد و پیدا کردن بهترین فواصل موردنظر نیز می‌تواند تأثیر زیادی در طراحی بهینه وسایل پرنده داشته باشد. در این بخش از تحقیق حاضر، پس از بررسی اعتبارسنجی و استقلال از شبکه، به تجزیه و تحلیل نیروهای آیرودینامیکی ایرفویل مجهز به فلپ تک‌شکافه با فواصل گپ و اوورلپ مختلف پرداخته شده است.

جهت اعتبارسنجی مقاله حاضر، از مرجع [44]، استفاده شده است که همان‌طور که در مقدمه ذکر شد، ایرفویل ناکا–۲۳۰۱۲ مجهز به فلپ تک شکافه به صورت تجربی مطالعه و عملکرد آیرودینامیکی آن در زوایای حمله و همچنین زوایای فلپ مختلف بررسی شده است. در تحقیق حاضر، ضرایب برآ و پسای به دست آمده در شرایط مختلف، با داده‌های موجود در مقاله مرجع مربوطه مقایسه شده است که در ادامه این فرایند شرح داده خواهد شد.

ابتدا هندسه ایرفویل ناکا–۲۳۰۱۲ در نرم‌افزار گمبیت تولید و سپس مختصات فلپ و شکاف مربوطه به آن افزوده شد. در ادامه میدان حل جریان، همان طور که در شکل (۲) نشان داده شده است، تعریف شد.

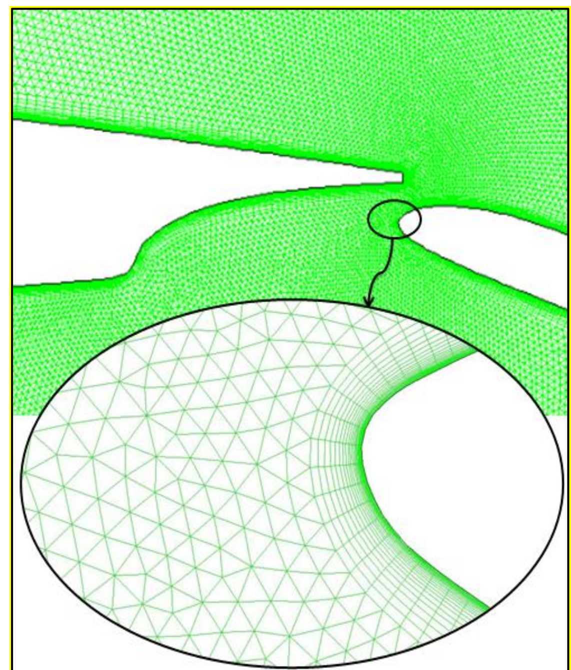


شکل ۲ میدان حل جریان

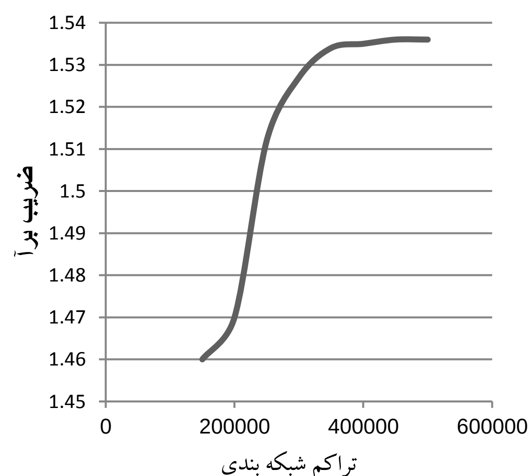
شبکه لایه مرزی بر روی ایرفویل تولید و پس از آن شبکه‌بندی کلی به صورت بی سازمان در باقی میدان حل ایجاد شد. پارامترهای زیادی در دستیابی به یک شبکه‌بندی مناسب و بهینه تأثیرگذار می‌باشند. در برخی از شرایط، در قسمت‌هایی از مدل، سیال مورد بررسی با تغییرات شدید خواص و گرادیان‌های بزرگ سرعت، فشار و... روبه‌رو می‌شود. به همین دلایل در این قسمت‌ها باید تراکم شبکه نسبت به سایر مناطق و قسمت‌ها افزایش یافته و شبکه ریزتری تولید شود. به همین منظور و برای حصول یک شبکه‌بندی بهینه که موارد مورد بحث بالا در آن رعایت شده است، پس از تولید شبکه لایه مرزی مناسب، تولید شبکه روی سطوح انجام شده است. در رابطه با بررسی استقلال از شبکه، مدلهای مختلف شبکه‌بندی با تعداد تراکم متفاوت تولید شد. چند نمونه شبکه‌بندی با تراکم ۱۵۰۰۰۰ تا ۴۵۰۰۰۰ المان بررسی شد. بعد از محاسبه ضریب برآ در زاویه حمله ۵ درجه و زاویه فلپ ۱۰ درجه، در

نهایت شبکه با تعداد ۳۵۰۰۰۰ المان، به عنوان یک شبکه مناسب تعیین شده و در حل عددی مورد استفاده قرار گرفت. همچنین با توجه به عدم امکان استفاده از شبکه با سازمان برای هندسه مورد نظر، از شبکه بی سازمان استفاده شده است که در شکل (۳) نشان داده شده است.

در شکل (٤)، نمودار بررسی استقلال از شبکه نشان داده شده است که بیانگر آن است که در تعداد تراکم ۳۵۰۰۰۰ المان به بالا، ضریب برآ ثابت می‌شود.



شکل ۳ شبکه‌بندی بی سازمان حول ایرفویل و فلپ



شکل ٤ بررسی تراکم شبکه‌بندی حل جریان

تعیین شرط مرزی مناسب، نقش بسیار مهمی را در درستی یک حل عددی ایفا می‌کند. با توجه به شکل (۲) برای ورودی شرط ورودی سرعت، برای سطح بالایی و پایینی نیز شرط سرعت و برای خروجی شرط خروجی فشار در نظر گرفته شده است. فشارهای خروجی و کارکرد برابر فشار اتمسفر در نظر گرفته شده است. در ضمن شرط عدم لغزش نیز بر روی سطوح ایرفویل و فلپ رعایت شده که این به معنی صفر بودن سرعت روی این دو قسمت می‌باشد.

در این شبیه‌سازی جریان دائم، مغشوش و تراکم‌ناپذیر در نظر گرفته شده است. در حل عددی، ضرایب زیر تخفیف نیز با توجه به شرایط مسئله تعیین شده‌اند. جدول (۲) شرایط کلی شبیه‌سازی را نشان می‌دهد.

با توجه به شرایط مذکور، شبیه‌سازی انجام شده و در زوایای حمله و فلپ مختلف با داده‌های مقاله مرجع مقایسه شد که خروجی‌ها نشان‌دهنده اختلاف قابل قبول (حدود ٤٪) بین آنها می‌باشد. نتایج مقایسه ضرایب برآ و پسا بین تحقیق حاضر و تحقیق تجربی مرجع [44] برای زوایای حمله ۰، ۵ و ۱۰ درجه در جداول (۵-۳) ارائه شده است. مقادیر داده شده در این جداول به منظور اعتبارسنجی نتایج حاضر با نتایج تجربی ارائه شده است.

جدول ۲ شرایط شبیه‌سازی

ابعاد جریان	دوبعدی
جریان	مغشوش
شدت آشفتگی جریان آزاد	٪ ۱/٦
فشار کارکرد	۱ اتمسفر
سرعت	۳۵/۸ متر بر ثانیه
دقت	مضاعف
حلگر	کوپل
مدل اغتشاشی	کا-اپسیلون ریالیزبل

جدول ۳ مقایسه ضرایب برآ و پسا در زاویه حمله ۰درجه

ضریب	منبع	زاویه فلپ۱۰	زاویه فلپ۲۰	زاویه فلپ۳۰
برآ	مرجع [44]	۰/۹۰۰	۱/۵۵٦	۱/۹۵۲
برآ	تحقیق حاضر	۰/۹۰۳	۱/٦۳۰	۱/۹۷۰
پسا	مرجع [44]	۰/۰۲۵	۰/۰۳۱	۰/۰۵۱
پسا	تحقیق حاضر	۰/۰۲۵	۰/۰۳۳	۰/۰٤۵

جدول ۴ مقایسه ضرایب برآ و پسا در زاویه حمله ۵ درجه

ضریب	منبع	زاویه فلپ۱۰	زاویه فلپ۲۰	زاویه فلپ۳۰
برآ	مرجع [44]	۱/۴۸۵	۲/۱۶۵	۲/۴۸۷
برآ	تحقیق حاضر	۱/۵۴۰	۲/۲۲۰	۲/۵۴۶
پسا	مرجع [44]	۰/۰۳۱	۰/۰۴۹	۰/۰۷۸
پسا	تحقیق حاضر	۰/۰۳۳	۰/۰۴۷	۰/۰۶۳

جدول ۵ مقایسه ضرایب برآ و پسا در زاویه حمله ۱۰درجه

ضریب	منبع	زاویه فلپ۱۰	زاویه فلپ۲۰	زاویه فلپ۳۰
برآ	مرجع [44]	۱/۹۳۰	۲/۴۹۳	۲/۷۰۶
برآ	تحقیق حاضر	۲/۰۵۳	۲/۵۴۰	۲/۶۷۷
پسا	مرجع [44]	۰/۰۵۰	۰/۰۸۳	۰/۱۱۰
پسا	تحقیق حاضر	۰/۰۵۳	۰/۰۷۶	۰/۱۰۴

پارامتر گپ با مقادیر مختلف (۰/۰۱c تا ۰/۰۳c) جهت بررسی تأثیر آن بر روی ضرایب آیرودینامیکی مورد ارزیابی قرار گرفته است. بدین منظور، فلپ در فواصل گپ مختلف از ایرفویل اصلی مدل‌سازی شده و سپس شبیه‌سازی در نرم‌افزار فلوئنت صورت پذیرفته است. شرایط شبیه‌سازی طبق جدول (۲) بوده و در زوایای حمله و زوایای فلپ مختلف انجام شده است.

در جداول (۸-۶) مقادیر نسبتهای ضرایب برآ به پسای مقاله مرجع با فاصله گپ ۰/۰۲c، با مقادیر هندسه تغییر یافته (تغییر پارامتر گپ) مقایسه شده است که نشان می‌دهد هر گونه تغییر در فاصله گپ منجر به کاهش نسبت برآ به پسا بوده و به طور کلی، فاصله مد نظر مقاله مرجع به لحاظ مقدار نسبت برآ به پسا بهینه می‌باشد.

پس از بررسی پارامتر گپ، یکی دیگر از مهمترین پارامترهای هندسی مؤثر در عملکرد یک ایرفویل مجهز به فلپ، پارامتر اوورلپ می‌باشد [45]. در ادامه به بررسی تأثیر مستقیم این پارامتر بر مشخصه‌های آیرودینامیکی ایرفویل مجهز به فلپ پرداخته می‌شود. دامنه تغییرات اوورلپ نیز از ۰/۰۰۰۵c تا ۰/۰۰۳c است.

همان طور که در شکل‌های (۷-۵) نشان داده شده است، با میزان تغییرات به وجود آمده در فاصله اوورلپ کمتر از مقدار مقاله مرجع (۰/۰۰۲۵)، نه تنها تغییر مثبتی در ضرایب برآ و پسا و نسبت برآ به پسا مشاهده نشده است، بلکه، خروجی‌های آیرودینامیکی مقاله مرجع بهتر است. در نتیجه می‌توان گفت کاهش میزان اوورلپ، موجب بهبود ضرایب آیرودینامیکی نشده است، اما با افزایش مقدار اوورلپ به مقدار ۰/۰۰۳c، ضرایب آیرودینامیکی به طور قابل ملاحظه‌ای بهبود می‌یابد. به این صورت که در زاویه حمله ۰ درجه و در زاویه فلپ ۱۰ درجه، ضریب برآ در حدود ۱۵٪ بهبود یافته است.

جدول ۶ مقایسه نسبت برآ به پسا در زاویه حمله ۰ درجه

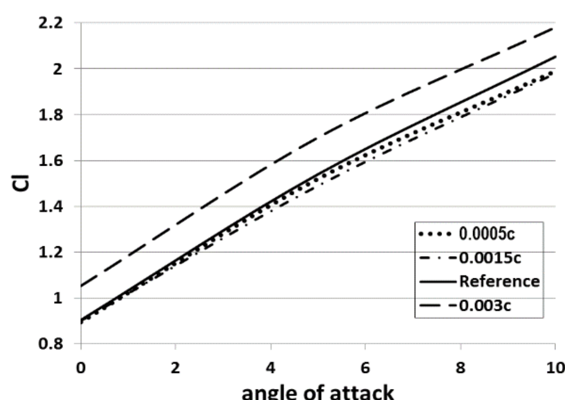
میزان گپ	زاویه فلپ۱۰	زاویه فلپ۲۰	زاویه فلپ۳۰
۰/۰۱c	۲۲/۶۳	۳۱/۳۶	۲۸/۰۲
۰/۰۲c	۳۵/۶۹	۴۸/۹۵	۴۳/۷۸
۰/۰۳c	۳۵/۱۰	۴۵/۰۲	۴۰/۴۹

جدول ۷ مقایسه نسبت برآ به پسا در زاویه حمله ۵ درجه

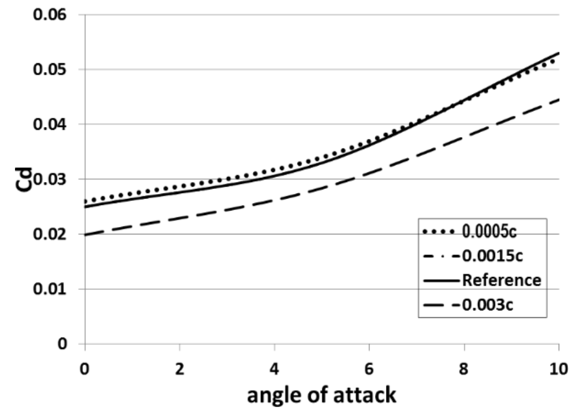
میزان گپ	زاویه فلپ۱۰	زاویه فلپ۲۰	زاویه فلپ۳۰
۰/۰۱c	۴۰/۰۸	۴۰/۶۵	۳۵/۲۴
۰/۰۲c	۴۵/۲۹	۴۷/۲۴	۴۰/۴۱
۰/۰۳c	۲۸/۳۲	۳۱/۸۷	۲۴/۶۲

جدول ۸ مقایسه نسبت برآ به پسا در زاویه حمله ۱۰ درجه

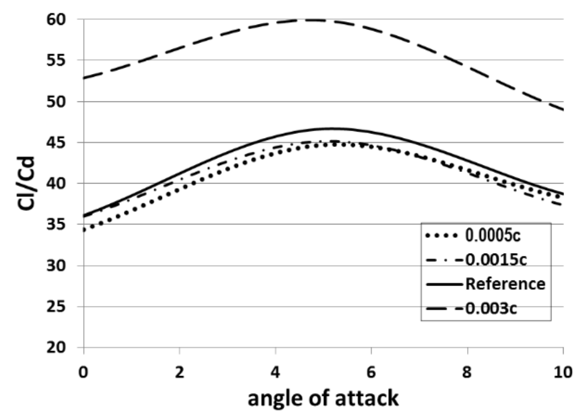
میزان گپ	زاویه فلپ۱۰	زاویه فلپ۲۰	زاویه فلپ۳۰
۰/۰۱c	۳۵/۶۵	۳۱/۴۷	۲۴/۹۴
۰/۰۲c	۳۸/۵۲	۳۳/۵۱	۲۵/۶۵
۰/۰۳c	۳۲/۸۶	۲۴/۸۱	۱۵/۸۲



شکل ۵ مقادیر ضریب برآ در زاویه فلپ ۱۰ درجه



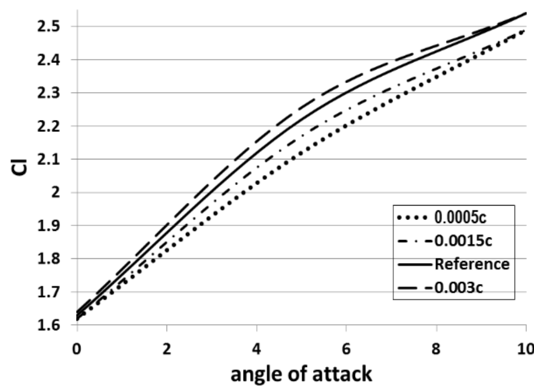
شکل ٦ مقادیر ضریب پسا در زاویه فلپ ۱۰ درجه



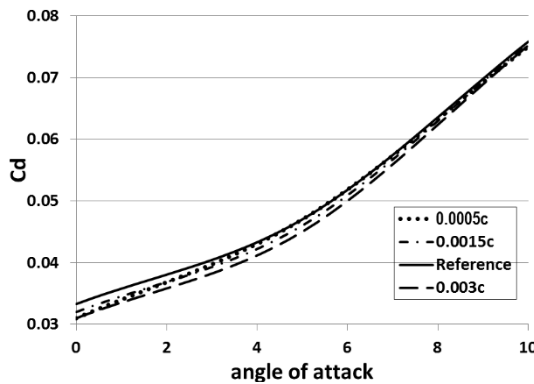
شکل ۷ نسبت‌های برآ به پسا در زاویه فلپ ۱۰ درجه

در شکل‌های (۱۰-۸) نیز نشان داده شده است که در همه زوایای حمله و در زاویه فلپ ۲۰ درجه، با فواصل اوورلپ کمتر از مقدار مقاله مرجع (۰/۰۰۲۵)، ضرایب برآ و پسا و نسبت برآ به پسا بهبود نیافته است، اما با افزایش مقدار اوورلپ به ۰/۰۰۳c، ضرایب آیرودینامیکی بهبود یافته است. به طور مثال ضریب برآ در بهترین حالت تا ۲٪ و نسبت برآ به پسا تا ۸٪ بهبود یافته است.

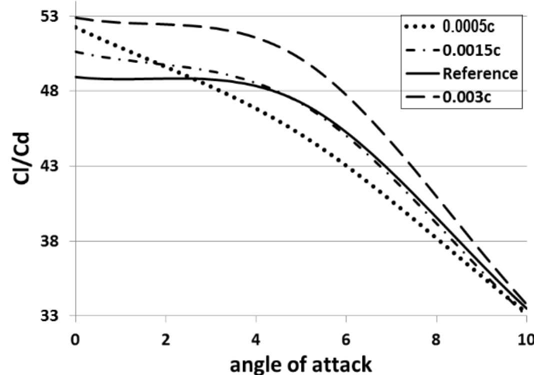
در نهایت در شکل‌های (۱۳-۱۱) مشاهده می‌شود که ضرایب آیرودینامیکی برآ و پسا و همچنین مقدار برآ به پسا در زاویه فلپ ۳۰ درجه نیز مانند زوایای فلپ ۱۰ و ۲۰ درجه، در همه زوایای حمله در مقدار اوورلپ کمتر از مقاله مرجع (۰/۰۰۲۵) بهبود نیافته است و این ضرایب در مقدار اوورلپ ۰/۰۰۳c بهینه می‌شوند. ضریب برآ تا ۷٪ در این زاویه فلپ بهبود یافته است.



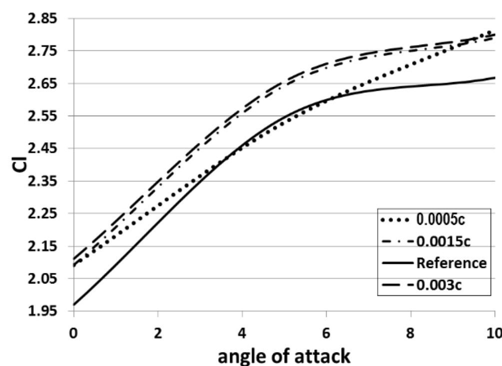
شکل ۸ مقادیر ضریب برآ در زاویه فلپ ۲۰ درجه



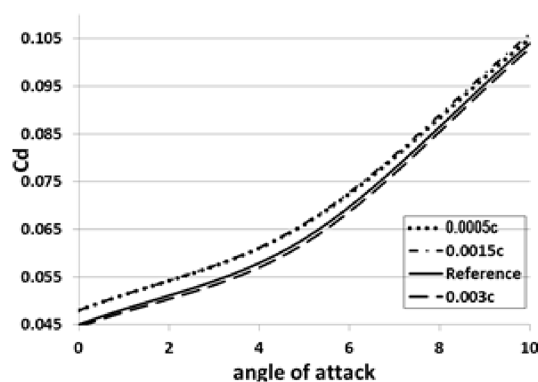
شکل ۹ مقادیر ضریب پسا در زاویه فلپ ۲۰ درجه



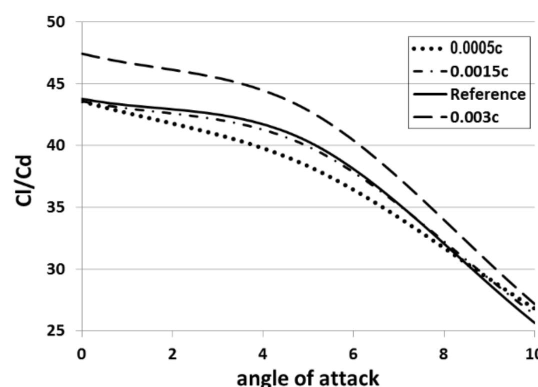
شکل ۱۰ نسبت‌های برآ به پسا در زاویه فلپ ۲۰ درجه



شکل ۱۱ مقادیر ضریب برآ در زاویه فلپ ۳۰ درجه

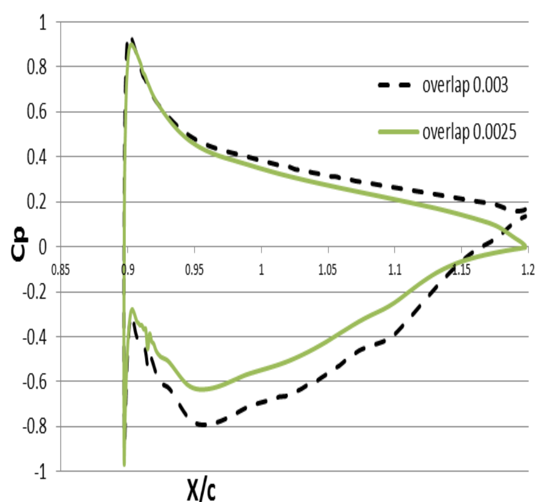


شکل ١٢ مقادیر ضریب پسا در زاویه فلپ ٣٠ درجه

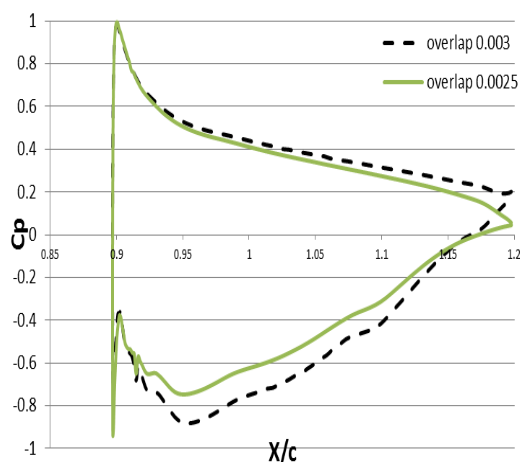


شکل ١٣ نسبتهای برآ به پسا در زاویه فلپ ٣٠ درجه

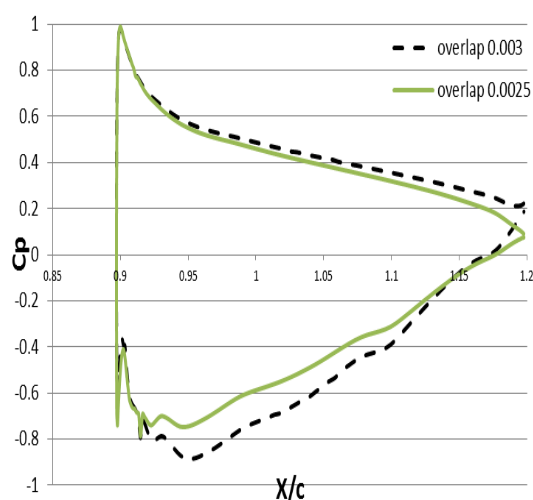
همچنین با مقایسه داده‌ها در زوایای فلپ مختلف می‌توان دریافت، اگرچه در اوورلپ ٠/٠٠٣c بهبود آیرودینامیکی به طور قابل ملاحظه‌ای حاصل می‌شود، اما در زاویه فلپ ١٠ درجه، بهبود ضرایب آیرودینامیکی با اختلاف بیشتری حاصل شده است. دلیل بهبود پارامترهای آیرودینامیکی در مقدار اوورلپ ٠/٠٠٣c، رفتار جریان و توزیع فشار در هندسه جدید است. توزیع ضریب فشار برای دو مقدار اوورلپ متفاوت ٠/٠٠٢٥c و ٠/٠٠٣c، در زاویه فلپ ١٠ درجه و زاویه حمله ٠، بر روی فلپ در شکلهای (١٦-١٤) مقایسه شده است که بیانگر تفاوت بین دو نوع پیکربندی می‌باشد. با توجه به شکلهای زیر مشاهده می‌شود فشار در قسمت پایینی فلپ با اوورلپ ٠/٠٠٣c، بیشتر از فلپ با اوورلپ ٠/٠٠٢٥c است و در قسمت بالای فلپ این مقدار فشار کمتر است که این امر موجب برتری ضرایب آیرودینامیکی فلپ با اوورلپ بیشتر شده است.



شکل ١٤ نمودار ضریب فشار در زاویه فلپ ١٠ درجه و زاویه حمله ٠ درجه

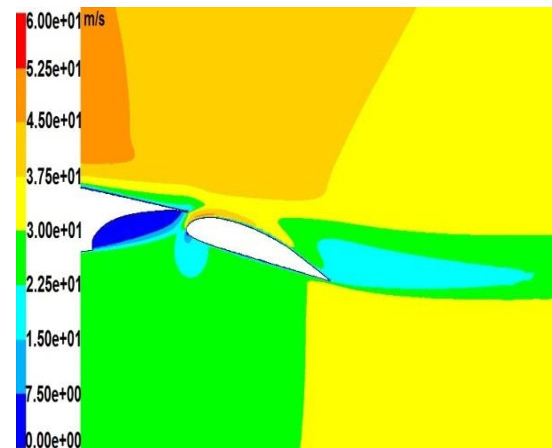


شکل ١٥ نمودار ضریب فشار در زاویه فلپ ١٠ درجه و زاویه حمله ٥ درجه

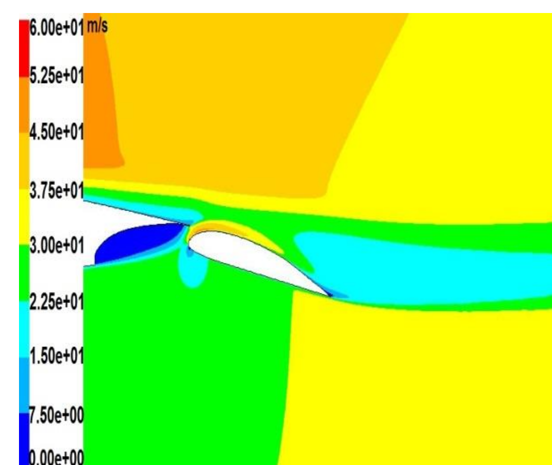


شکل ١٦ نمودار ضریب فشار در زاویه فلپ ١٠ درجه و زاویه حمله ١٠ درجه

کانتورهای سرعت در دو مقدار اورلپ متفاوت در شکل‌های (۱۷ و ۱۸) نشان داده شده است. یکی دیگر از نکات قابل توجه که در کانتورهای سرعت ارائه شده در این شکل‌ها قابل رؤیت می‌باشد، جدایش جریان است که به عنوان مثال در زاویه فلپ ۱۰ درجه و زاویه حمله ۱۰ درجه، با تغییر مقدار اوورلپ به ۰/۰۰۳c، سرعت در سطح بالایی فلپ، افزایش یافته و همین امر موجب تأخیر در جدایش جریان می‌شود. در سایر زوایای حمله و زوایای فلپ نیز همین نتیجه مشاهده شده و می‌توان به این نتیجه کلی رسید که با تغییر مقدار اوورلپ، جدایش جریان به مقدار قابل توجهی به تأخیر می‌افتد.



شکل ۱۷ کانتور سرعت با اوورلپ ۰٫۰۰۳c در زاویه فلپ و حمله ۱۰ درجه



شکل ۱۸ کانتور سرعت با اوورلپ ۰٫۰۰۲۵c در زاویه فلپ و حمله ۱۰ درجه

خروجی جداول و داده‌های به دست آمده، عملکرد بهتر ایرفویل با مقدار اوورلپ ۰/۰۰۳c را نسبت به مقدار آن در مقاله مرجع (۰/۰۰۲۵c) تأیید می‌کنند. در زاویه حمله ۰ درجه و زاویه فلپ ۱۰ درجه، با بهبود ضریب برآ و همین طور ضریب پسا، نسبت برآ به پسا به مقدار ۳۳٪ بهبود یافته است. با تحلیل داده‌های جداول و شکل‌ها، در جهت بررسی تأثیر تغییرات زاویه فلپ بر عملکرد ایرفویل مجهز به فلپ در دو حالت، می‌توان دریافت که با افزایش بسیار زیاد زاویه فلپ، شیب تغییرات ضرایب آیرودینامیکی کاهش می‌یابد.

نتیجه‌گیری

در این مقاله، جریان حول یک ایرفویل مجهز به فلپ تک‌شکافه به روش عددی مورد مطالعه قرار گرفته است. برای مدلسازی هندسی و شبیه‌سازی عددی جریان از نرم‌افزارهای گمبیت و فلوئنت استفاده شده است. پارامترهای محاسبه‌شده شامل ضریب برآ و پسا و نسبت برآ به پسا می‌باشد.

در این تحقیق تأثیر متغیرهای هندسی ایرفویل مجهز به فلپ تک‌شکافه بر روی ضرایب آیرودینامیکی و به تأخیر انداختن جدایش جریان شبیه‌سازی شد و مورد پژوهش قرار گرفت. از بین عوامل مؤثر بر عملکرد ایرفویل مورد نظر، به مهمترین آنها یعنی پارامترهای گپ و اوورلپ پرداخته شد. نتایج برای حالتهای مختلف هندسی نشان داد که تغییر پارامتر گپ تأثیری بر روی عملکرد آیرودینامیکی نداشته است؛ اما با تغییر در پارامتر اوورلپ، ضرایب آیرودینامیکی بهبود یافته و جابه‌جایی در محل جدایش جریان نیز مشاهده شد. تحت تأثیر افزایش مقدار اوورلپ، بهبود ضرایب آیرودینامیکی به طور قابل ملاحظه‌ای صورت پذیرفت، به این صورت که ضریب برآ در زاویه فلپ ۱۰ درجه تا میزان ۱۵٪ بهبود یافت و نسبتهای برآ به پسا در همه زوایای فلپ و حمله افزایش یافته است.

به طور کلی این پژوهش با استقرار فلپ در موقعیت بهینه و افزایش مقدار اوورلپ تا میزان ۰/۰۰۳c نشان داده است که با پیکربندی جدید، مسیر حرکت جریان هوای خروجی از لبه شکاف، باریکتر شده و هوا با سرعت بیشتری به سمت سطح فوقانی فلپ هدایت می‌شود و همین امر، موجب بهبود رانـدمان

آیرودینامیکی ایرفویل مجهز به فلـپ و نیـز تـأخیر در جـدایش جریان می‌شود. به همین منظور پیشنهاد می‌شود برای رسیدن بـه بهترین پیکربندی ایرفویـل‌هـای چنـدالمانی، سـایر پارامترهـای هندسی تأثیرگذار بر عملکرد آیرودینامیکی وسایل برآافزاماننـد شکل شکاف، ورودی شکاف و لبه شکاف مـورد مطالعـه قـرار گیرد.

واژه‌نامه

دقت مضاعف	Double Precision
فلپ فولر	Fowler Flap
گپ	Gap Distance
فشار کارکرد	Operating Pressure
اوورلپ	Overlap Distance
خروجی فشار	Pressure Outlet
کا-اپسیلون ریلایزبل	Realizable k-ε
ورودی شکاف	Slot Entry
لبه شکاف	Slot Lip
فلپ شکسته	Split Flap
ضرایب زیر تخفیف	Under Relaxation Factors
ورودی سرعت	Velocity Inlet

تقدیر و تشکر

مراجع

[1] M. Izadi, R. Khaki, A. Shams Taleghani, “A study of the effects of smart flap on model airfoil of fighter,” *Journal of Aeronautical Engineering*, vol. 22, no. 2, Pp. 80-97, April 2020. (in Persian)

[2] E. Najafi, S. Abdollahipour, A. Shams Taleghani, “Investigation of synthetic jet actuator position in delaying separation of a supercritical airfoil,” *Journal of Aeronautical Engineering*, vol. 24, Issue 2, Pp. 83-96, March 2022.

[3] A. Shams Taleghani, A. Shadaram, M. Mirzaei, “Effects of duty cycles of the plasma actuators on improvement of pressure distribution above a NLF0414 airfoil,” *IEEE Transactions on Plasma Science*, vol. 40, no. 5, Pp. 1434-1440, 2012.

[4] A. Salmasi, A. Shadaram, A. Shams Taleghani, “Effect of plasma actuator placement on the airfoil efficiency at post stall angles of attack,” *IEEE Transactions on Plasma Science*, vol. 41, no. 10, Pp. 3079-3085, 2013.

[5] A. Shams Taleghani, A. Shadaram, M. Mirzaei, “Effects of duty cycles of the plasma actuators on improvement of the pressure distribution over NLF0414 airfoil,” *Modares Mechanical Engineering*, vol. 12, no. 1, pp. 106-114, 2012. (in Persian)

[6] A. Salmasi, A. Shadaram, A. Mirzaei, A. Shams Taleghani, “Numerical and experimental investigation on the effect of a plasma actuator on NLF0414 airfoils efficiency after the stall,” *Modares Mechanical Engineering*, vol. 12, no. 6, Pp. 104-116, 2013. (in Persian)

[7] A. Shams Taleghani, A. Shadaram, M. Mirzaei, “Experimental Investigation of Active Flow Control for Changing Stall Angle of a NACA0012 Airfoil Using Plasma-Actuator,” *Fluid Mechanics and Aerodynamics Journal*, vol. 1, Pp. 89-97, 2012. (in Persian)

[8] M. Mohammadi, A. Taleghani, “Active Flow Control by Dielectric Barrier Discharge to Increase Stall Angle of a Naca0012 Airfoil,” *Arab J Sci Eng*, vol. 39, Pp. 2363–2370, 2014.

[9] M. Mirzaei, A. Taleghani, A. Shadaram, "Experimental study of vortex shedding control using plasma actuator," *Applied Mechanics and Materials*, vol. 186, Pp. 75-86, 2012.

[10] A. Shams Taleghani, A. Shadaram, M. Mirzaei, S. Abdolahipour, "Parametric study of a plasma actuator at unsteady actuation by measurements of the induced flow velocity for flow control," *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*, vol. 40, no. 4, Pp.1-13, 2018.

[11] A. Taleghani, A. Shadaram, M. Mirzaei, "Experimental investigation of geometric and electrical characteristics by measurements of the induced flow," *Modares Mechanical Engineering*, vol. 12, no. 5, Pp. 132- 145, 2012. (in Persian)

[12] A. Shams Taleghani, "Numerical and Parametric investigation of Suction over a Cylinder for Reduction of Flow Unsteadiness and vortex," *Journal of Mechanical Engineering*, vol. 49, no. 3, Pp. 183-192, 2019. (in Persian)

[13] S. Abdolahipour, M. Mani, A. Shams Taleghani, "Pressure Improvement on a Supercritical High-Lift Wing Using Simple and Modulated Pulse Jet Vortex Generator," *Flow Turbulence Combustion*, vol. 109, Pp. 65–100, 2022.

[14] S. Abdolahipour, M. Mani, A. Shams Taleghani, "Enhancing the high-lift properties of a supercritical wing by means of a modulated pulse jet actuator," Technical Physics Letters, . (Berlin: Springer) in press, 2022.

[15] S. Abdolahipour , M. Mani, A. Shams Taleghani, "Experimental Investigation of Flow Control on a High-Lift Wing Using Modulated Pulse Jet Vortex Generator," *Journal of Aerospace Engineering (ASCE)*, vol. 35, Issue 5, 2022.

[16] S. Abdolahipour, M. Mani, A. Shams Taleghani, "Parametric study of a frequency-modulated pulse jet by measurements of flow characteristics," *Physica Scripta*, vol. 96, no. 12, 2021.

[17] S. Abdolahipoor, A. Mardani, A. Shams Taleghani, "Effects of pulsed counter flow jets on aerothermodynamics performance of a Re-Entry capsule at supersonic flow," *Aerospace Knowledge and Technology Journal*, vol. 5,no. 1, Pp. 55-65, 2016. (in Persian)

[18] M. Taeibi Rahni, A. Shams Taleghani, M. Sheikholeslam, M. Ahmadi, "Computational simulation of water removal from a flat plate, using surface acoustic waves," *Wave Motion*, vol. 111, no. 12, 2022.

[19] M. Sheikholeslam Noori, M. Taeibi Rahni, A. Shams Taleghani, "Numerical analysis of droplet motion over a flat plate due to surface acoustic waves," *Microgravity Science and Technology*, vol. 32, no. 4, Pp. 647-660, 2020.

[20] M. Sheikholeslam Noori, A. Shams Taleghani, M. Taeibi Rahni, "Surface acoustic waves as control actuator for drop removal from solid surface," *Fluid Dynamics Research*, vol. 53, no. 4, 2021.

[21] M. Sheikholeslam Noori, A. Shams Taleghani, M. Taeibi Rahni, "Phenomenological Investigation of Drop Manipulation Using Surface Acoustic Waves," *Microgravity Science and Technology*, vol. 32, no. 6, Pp. 1147-1158, 2020.

[22] M. Sheikholeslam Noori, M. Taeibi Rahni, A. Taleghani, "Effects of contact angle hysteresis on drop manipulation using surface acoustic waves," *Theoretical and Computational Fluid Dynamics*, vol. 34, no. 1, Pp. 145-162, 2020.

[23] A. Ghanbari Motlagh, S. Abdolahipour, A. Shams taleghani, "Flow control by magnetohydrodynamic field method at the supersonic air intake," *Aerospace Knowledge and Technology Journal*, vol. 9, no. 1,Pp. 157-170, 2020. (in Persian)

[24] A. Shams taleghani, A. Ghanbari Motlagh, S. Abdolahipour, “Numerical Study of the Effects of Magneto hydrodynamic Field on Shock-Induced Flow Separation,” *Fluid Mechanics and Aerodynamics Journal*, vol. 9, no. 2, Pp. 17-28, 2021. (in Persian)

[25] M. Yadegari, A. Shams Taleghani, “Porous Media Applications in Shock Attenuation on Suction side of an Airfoil,” *Aerospace Knowledge and Technology Journal*, vol. 3, no. 1, Pp. 61-71, 2014. (in Persian)

[26] M. Yadegari, A. Shams Taleghani, “A Parametric Study for Passive Control of Shock-Boundary Layer Interaction of an Airfoil with Porous Media in a Transonic Flow,” *Fluid Mechanics and Aerodynamics Journal*, Vol. 3, Number 4, Pp. 73-86, 2015. (in Persian)

[27] M. Yadegari, A. Shams Taleghani, “Numerical Study of Shock-Boundary Layer Interaction on an Airfoil with Cavity and Porous Surface: Parametric Investigation in a Transonic Flow,” *Journal of Solid and Fluid Mechanics*, Vol. 6, No. 2, Pp. 271-284, 2016. (in Persian)

[28] R. Hammerton, W. Su, G. Zhu, S. Shan Min Swei, “Optimum distributed wing shaping and control loads for highly flexible aircraft,” *Journal of Aerospace Science and Technology, Elsevier Masson SAS*, vol. 79, Pp. 255-265, 2018.

[29] H. Wenxing, L. Chun, “Performance improvement of adaptive flap on flow separation control and its effect on VAWT,” *Journal of Energy, Elsevier Ltd*, vol. 213, Pp. 356- 378, 2020.

[30] G. Luiz Olichevis Halila, A. Pequeno Antunes, R. Galdino da Silva, J. Luiz Azevedo, “Effects of boundary layer transition on the aerodynamic analysis of high-lift systems,” *Journal of Aerospace Science and Technology, Elsevier Masson SAS*, vol. 90, Pp. 233-245, 2019.

[31] S. Abdolahipour, M. Mani, A. Shams Taleghani, “Experimental Investigation of Aerodynamic Characteristics of a Supercritical Two-Element High-Lift Airfoil,” *Aerospace Knowledge and Technology Journal*, 10, 1, 2021. (in Persian)

[32] K. Biber, “Stall hysteresis of an airfoil with slotted flap,” *Journal of Aircraft, American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc.*, vol. 42, Pp. 1462-1470, 2005.

[33] A. Noriega, M. Balas, P. Anderson, “Robust Adaptive Control of a Weakly Minimum Phase General Aviation Aircraft, Conference of Procedia Computer Science,” *Elsevier B.V.*, vol. 95, Pp. 497-506, 2016.

[34] M. Nemati, A. Jahangirian, “Robust aerodynamic morphing shape optimization for high-lift missions,” *Journal of Aerospace Science and Technology, Elsevier Masson SAS*, vol. 103, Pp. 167-183, 2020.

[35] S. Chen, F. Zhang, M. Khalid, “Aerodynamic Optimization for a High-Lift Airfoil/Wing Configuration,” 22nd *Applied Aerodynamics Conference and Exhibit*, August 2004.

[36] L. Soulat, A. Fosso Pouangué, S. Moreau, “A high-order sensitivity method for multi-element high lift device optimization,” *Journal of Computers & Fluids , Elsevier Ltd*, vol. 124, Pp. 105-116, January 2016.

[37] L. Weishuang, T. Yun, L. Peiqing, “Aerodynamic optimization and mechanism design of flexible variable camber trailing-edge flap,” *Chinese Journal of Aeronautics*, vol. 30, Pp. 988-1003, 2017.

[38] L. Qingsong, M. Weipao, L. Chun, H. Winxing, Z. Haitian, D. Yunhe, “Effects of trailing-edge movable flap on aerodynamic performance and noise characteristics of VAWT,” *Journal of Energy, Elsevier Ltd*, vol. 189, 2019.

[39] M. Zhang, Z. Chen, Z. Tan, G. Wenting, D. Li, C. Yuan, B. Zhang, “Effects of stability margin and thrust specific fuel consumption constrains on multi-disciplinary optimization for blended-wing-body design,” *Chinese Journal of Aeronautics*, vol. 32, Pp. 1847-1859, 2019.

[40] J. N. Kudva, C. A. Martin, L. B. Scherer, A. P. Jardine, A. R. McGowan, R. C. Lake, G. Sendecky, B. Sanders, “Overview of the DARPA/AFRL/NASA Smart Wing Program,” *Proceedings Of SPIE*, vol. 3674, Pp. 230-236, 2003.

[41] J. Wild, “Mach and Reynolds Number Dependencies of the Stall Behavior of High-Lift Wing-Sections,” *Journal of Aircraft*, vol. 50, no. 4, Elsevier Ltd, vol. 189, 2013.

[42] F. Chen, J. Yu, Y. Mei, “Aerodynamic design optimization for low Reynolds tandem airfoil,” *Aerospace Engineering Journal*, vol. 232, June 2017.

[43] K. Mohseni, Mittal, R., “Synthetic Jets: Fundamentals and Applications,” CRC Press, 2014.

[44] J. G. Lowry, “wind-tunnel investigation of naca 23012 airfoil with several arrangements of slotted flaps with extended lips,” *Technical notes of National Advisory Committee for Aerospace*, no. 808, may1941.

[45] I. Angelov, C. Velcova, “Influence of a slotted flap gap size on the aerodynamic characteristics of a light aircraft wing at taking off and landing,” *7th International Conference on Energy Efficiency and Agricultural Engineering*, December, (2020).